

## 空气涡轮火箭发动机燃烧室异型尾缘波瓣混合器同轴射流火焰熄火特性研究

### Study on Flameout Characteristics of Coaxial Jet Flame with Hetero-type Edge Lobe Mixer in Air Turbo Rocket Engine Combustor

期刊：	推进技术
稿件ID：	202412037.R2
稿件栏目：	燃烧传热传质
作者提交日期：	2025-04-14
关键词：	空气涡轮火箭发动机, 波瓣混合器, 锯齿尾缘, 熄火特性, 火焰动态特性
英文关键词：	ATR engine, Lobe mixer, Sawtooth trailing edge structure, Flameout characteristic, Flame dynamic characteristics
学科领域：	燃烧传热传质
专题：	

# 空气涡轮火箭发动机燃烧室异型尾缘波瓣混合器同轴射流火焰 熄火特性研究\*

彭沐彬<sup>1,2</sup>, 胡斌<sup>2,3,4,5</sup>, 赵巍<sup>2,3,4</sup>, 曾文<sup>1</sup>, 马英群<sup>2,3</sup>, 赵庆军<sup>2,3,4,5,6</sup>

- (1. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 辽宁沈阳 110136;
2. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;
3. 中国科学院工程热物理研究所 轻型涡轮动力全国重点实验室, 北京 100190;
4. 中国科学院大学 航空宇航学院, 北京 100049;
5. 济南先进动力研究所, 山东济南 250121;
6. 中国科学院工程热物理研究所 分布式冷热电联供系统北京市重点实验室, 北京 100190)

**摘要:** 空气涡轮火箭发动机燃烧室的主要功能是实现内涵富燃燃气与外涵空气的高效燃烧。异型尾缘波瓣混合器通过在燃烧室构建多尺度涡系结构实现掺混与稳焰的一体化设计, 可以有效缩短燃烧室长度, 提升发动机推重比。本文以 ATR 发动机异型尾缘波瓣混合器为对象, 完成异型尾缘波瓣混合器射流火焰熄火特性试验, 获得异型尾缘波瓣混合器的熄火边界及近熄火状态下的火焰动态特性。研究表明: (1) 随着空气流速的逐渐增大, 燃烧室吹熄速度逐渐降低, 贫燃熄火当量比呈现先减小后增大的趋势; (2) 相对基础波瓣混合器, 在波瓣混合器尾缘增加锯齿后燃烧室吹熄速度和贫燃熄火当量比分别平均拓宽 21.9% 和 35.5%; (3) 增大波瓣混合器尾缘锯齿的安装角和锯齿高度可以提升燃烧室火焰稳定性; (4) 波瓣同轴射流火焰的振荡模式主要以压力和热释放相互耦合的低频振荡为主, 同时存在叠加在低频振荡上的高频小波脉动, 在近熄火工况会产生峰值为 30 Hz 且具有约 15 Hz 带宽的火焰分层振荡。

**关键词:** 空气涡轮火箭发动机; 波瓣混合器; 锯齿尾缘; 熄火特性; 火焰动态特性

中图分类号: V235.14 文献标识码: A 文章编号:

## Flameout characteristics of coaxial jet flame with hetero-type edge lobe mixer in air turbo rocket engine combustor

PENG Mubin<sup>1,2</sup>, HU Bin<sup>2,3,4,5</sup>, ZHAO Wei<sup>2,3,4</sup>, ZENG Wen<sup>1</sup>, MA Yingqun<sup>2,3</sup>, ZHAO Qingjun<sup>2,3,4,5,6</sup>

- (1. School of Aeroengine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
3. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
4. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
5. Jinan Institute of Advanced Gas-turbine, Jinan 250121, China;

收稿日期: 20××-××-××; 修订日期: 20××-××-××。

基金项目:

作者简介: 彭沐彬, 硕士生, 研究领域为: 航空发动机燃烧与燃烧室。

通讯作者: 赵庆军, 博士研究员, 研究领域为: 叶轮机气动热力学。Email: zhaqingjun@iet.cn

6. Beijing Key Laboratory of Distributed Combined Cooling Heating and Power System, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** The primary function of an Air Turbo Rocket (ATR) engine combustor is to achieve efficient combustion between the fuel-rich combustion products in the core flow and the bypass fresh air. The hetero-type edge lobe mixer achieves an integrated design for mixing and flame stabilization by creating multi-source vortex structures in the combustor, which can effectively reduce combustor length and improve the engine's thrust-to-weight ratio. This paper experimentally investigates the flameout characteristics of coaxial jet flames in ATR engines equipped with hetero-type edge lobe mixers, establishing flameout boundaries and analyzing flame dynamic behavior near flameout conditions through experimental studies. The research findings indicate: 1. As the airflow velocity progressively increases, the blowout velocity of the combustor demonstrates a gradual decrease, while the weak extinction equivalence ratio shows a trend of first decreasing and then increasing. 2. Compared to the basic lobe mixer, adding sawteeth to the mixer edge expands the blowout velocity and the weak extinction equivalence ratio by an average of 21.9% and 35.5%, respectively. 3. Increasing the incidence angle and height of the lobe mixer sawtooth trailing edge structure can enhance flame stability in the combustor. 4. The oscillation pattern of the lobe mixed coaxial jet flame is primarily characterized by low-frequency oscillations coupling pressure and heat release, with high-frequency wavelets superimposed on these low-frequency oscillations. Near blowout conditions, flame stratification oscillations occur with a peak frequency of 30 Hz and approximately 15 Hz bandwidth.

**Key words:** ATR engine; Lobe mixer; Sawtooth trailing edge; Flameout characteristic; Flame dynamic characteristics

## 1 引言

空气涡轮火箭(ATR, Air Turbo Rocket)发动机是一种涡轮基组合循环发动机<sup>[1]</sup>, 其兼具火箭发动机及航空发动机的特点, 拥有高比冲和高推重比等优势, 是未来空天客机、高速飞行器、两级入轨第一级的理想动力方案<sup>[2]</sup>。ATR

发动机由进气道、压气机、燃气发生器、涡轮、燃烧室和尾喷管组成(如图1所示)。其中燃气发生器独立于空气系统, 推进剂在燃气发生器中组织富燃燃烧产生富燃燃气, 富燃燃气流经内涵通道推动涡轮做功并带动压气机对空气进行压缩。增压后的新鲜空气经外涵通道与从内涵通道排出的富燃燃气在燃烧室中组织

二次燃烧,产生的高温燃气经尾喷管加速后排出,为飞行器提供推力。

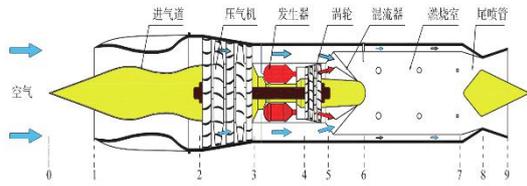


Fig. 1 ATR engine components<sup>[2]</sup>

燃烧室是 ATR 发动机的核心部件之一,其与常规小涵道比加力燃烧室的主要区别是: ATR 发动机燃烧室内涵为高温富燃燃气,其与外涵空气一接触就会发生自发着火,因此 ATR 发动机燃烧室的流动与燃烧过程是边掺混、边燃烧;常规加力燃烧室内涵为贫燃燃气,其与外涵空气只存在掺混过程,燃烧室需要在掺混器下游喷注燃油才能组织燃烧。波瓣混合器能够通过其特殊结构实现在同等出口面积下增大气流接触面积,诱导流向涡生成,促进内外涵气流掺混,因此波瓣混合器是组织 ATR 发动机燃烧室富燃燃气和空气高效掺混与燃烧的重要部件。

国内外学者对于波瓣混合器进行了广泛研究。Werle 等<sup>[3]</sup>及 Eckerle 等<sup>[4]</sup>通过实验对波瓣混合器的涡旋发展进行了研究,其研究表明涡流的发展主要包括形成、发展与破碎三个阶段。许锦锦等<sup>[5]</sup>等通过数值模拟的方法对波瓣混合器涡结构进行了研究,其研究结果展示了大尺度涡在离开波瓣之后的破碎过程。刘友宏等<sup>[6]</sup>通过数值模拟的方法对波瓣凹扇修缘进行了研究,结果表明波瓣凹扇修缘与热混合效率的提升在一定区间内存在正比关系。Kuchar 等<sup>[7]</sup>通过实验的方法对大涵道比涡扇发动机中搭载的波瓣混合器进行了研究,其研究结果揭示了波瓣混合器主要参数对于发动机燃烧性能等方面的影响。Elliot 等<sup>[8]</sup>通过实验的方法对波瓣混合器的流体动力学展开了研究,其研究结果验证了波瓣混合器加强掺混的几种机理:

(1) 由于 K-H 不稳定所产生的涡流;(2) 尾缘能够显著增加内外涵气流的接触面积,(3) 波瓣结构本身所诱导出来的径向尺度上的涡流。Nastase 等<sup>[9]</sup>通过实验的方法探究了外张角对于波瓣混合器数值的影响,研究结果表明在外张角的作用下,由 K-H 不稳定性主导的涡

流具有不连续性,并且会与二次发展的涡流相互耦合。Salman 等<sup>[10]</sup>通过数值模拟的方式研究了不同网格体与波瓣混合器的适配度,研究结果表明六面体网格要比四面体网格更适配于波瓣混合器的模拟计算。Cooper 等<sup>[11]</sup>利用 PIV 技术及数值模拟对波瓣混合器的流向涡和展向涡的发展进行了研究,并与各类计算模型进行横向对比,结果表明  $k-\epsilon$  Realizable 模型预测波瓣混合器流动模型较其他模型吻合度较高。Hassan 等<sup>[12]</sup>通过实验的方式对波瓣燃烧室和环形燃烧室中各涡团的发展和流向进行了研究,结果表明波瓣燃烧室中心射流的部分混合效果要优于环形燃烧室。McCormick 等<sup>[13]</sup>实验探究了波瓣混合器的瞬时流动并解析了三个维度不同的速度分量,研究结果展示了波瓣混合器涡流和湍流的形成过程并分析了两者的形成机理。Fang 等<sup>[14]</sup>通过实验的方式对于波瓣尾缘部分的涡团瞬时分布图进行了研究,结果表明 80% 以上的掺混加强的效果由流向涡主导,而由内外涵气流差所引起的展向涡团所主导的掺混强化作用要远小于前者。Bennia 等<sup>[15]</sup>通过实验和数值模拟相互印证的方式对波瓣和旋流结构进行了研究,其研究结果表明 LES/WALA 模型与 LES/K-ET 模型的拟合度各有所长,前者更适配于波瓣射流,而后者则更长于旋涡射流。Paterson 等<sup>[16-17]</sup>通过实验与数值模拟相结合的方法对多叶模型涡扇波瓣混合器尾缘三维流场进行了研究,其研究结果验证了多叶模型涡扇波瓣混合器的混合过程以大规模次级环流为主,环流强度与径向速度正相关。同时还观察到了在不同的入口温度条件下,尾缘出口处的三维流场存在一定流场相似性。

综上所述,目前国内外学者对于波瓣混合器的研究主要集中于气流的掺混,对利用波瓣混合器直接组织燃烧的研究鲜有报道。针对这个问题,研究团队前期对异型尾缘波瓣混合器开展了一定研究工作。陈幸等<sup>[18]</sup>和王敬新等<sup>[19]</sup>采用数值模拟的方法,分别研究了波瓣张角及瓣宽比和 C 形尾缘结构对燃烧室流动和燃烧特性的影响规律。本文在前期工作的基础上,结合可视化模型燃烧室开展异型尾缘波瓣混合器熄火特性实验研究。采用高速相机、光电

倍增管 (PMT)、压力场麦克风等测试手段获得波瓣同轴射流火焰的熄火特性以及火焰的动态特性,揭示波瓣混合器锯齿尾缘结构对燃烧室熄火边界的影响机理及规律,从而为 ATR 发动机燃烧室的研制提供理论和技术支撑。

## 2 试验系统与试验设计

### 2.1 试验系统与测量方法

燃烧试验台由点火系统、空气系统、燃气系统、测量系统以及冷却系统构成(如图 2 所示)。

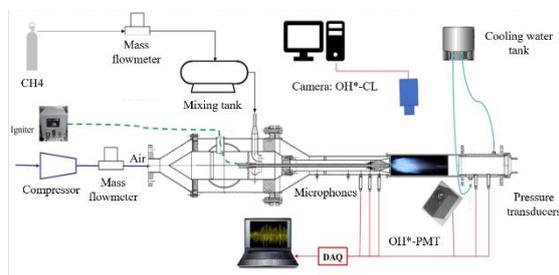
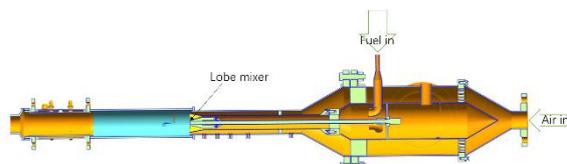
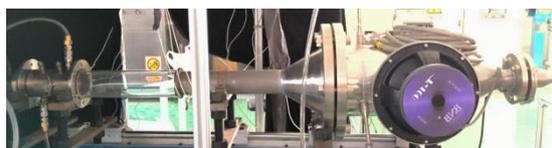


Fig. 2 Diagram of experiment and measurement system of lobe mixed coaxial jet flame

图 3 (a) 和图 3 (b) 分别是波瓣掺混同轴射流燃烧器的模型示意图和实物图。高能点火器位于排气锥中心,火花放电端面与排气锥下游端面及波瓣尾缘下游端面平齐。模型燃烧室材质为 JSC2 石英玻璃,直径 80 mm,长 300 mm,厚度 4.5 mm,实验过程中保证燃料停留时间与真实燃烧室时间相等。通过三支 PCB 压力场麦克风获得流场压力动态信号,麦克风型号为 PCB378C10。采用光电倍增管 (PMT) 记录火焰 OH 发光强度,光电倍增管型号为日本滨松 H7827 系列。实验过程中,光电倍增管的增益设置为 0.68 V,采用 Schott UG11 和 Semrock 315/15 nm 组成的滤光片,获得 315/15 nm 的纯净光。数据采集卡型号为 MPS-140801-M,本实验中设置采样率为 8 KHz。采用 CMOS 高速相机捕获 OH\*-CL 信号,同样采用 Schott UG11 和 Semrock 315/15 nm 组成的滤光片,实验中设置采样频率为 6 KHz。



(a) model



(b) photo

Fig. 3 Lobe mixed coaxial jet combustor

空气系统主要由螺杆空压机、储气瓶、流量计等组成。气流通过减压阀进入流量计(误差 $\leq 0.5\%$ ),经过整流后进入燃烧室外涵通道。在保证燃烧室当量比相同的前提下,采用甲烷代替实际燃烧室的富燃燃气进行实验。实验中,高压甲烷经阿斯顿质量流量计进入混气罐,然后通过三个周向均布的甲烷喷嘴进入燃烧室内涵通道。

本文基于常规波瓣混合器,通过在尾缘布设共计 192 个间隔 1 mm 的等腰三角形锯齿,形成异型尾缘波瓣混合器。图 4 是异型尾缘波瓣混合器在燃烧室中的安装位置,图 5 是异型尾缘波瓣混合器实物图。截锥式排气锥轴向距离可调,通过轴向移动排气锥,可以获得不同的内涵出口面积。

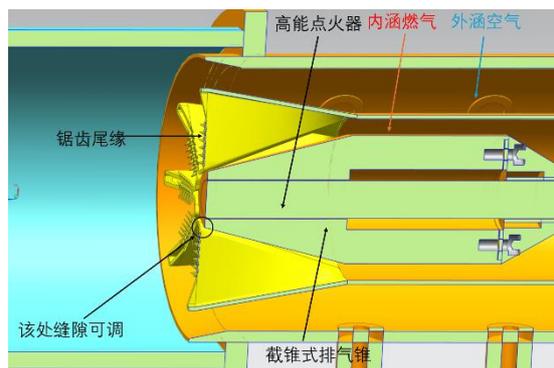


Fig. 4 Schematic diagram of hetero-type edge lobe mixer assembly in combustor



Fig. 5 Hetero-type edge lobe mixer

基础波瓣混合器结构参数如表 1 所示。

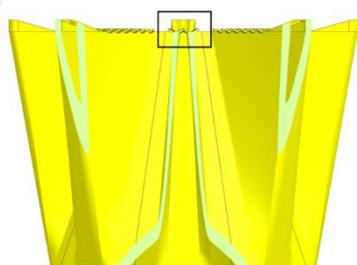
Table 1 Structural parameters of basic lobe mixer

内张角 $\beta$ / (°)	外张角 $\alpha$ / (°)	瓣数	波瓣长 $L$ / mm	瓣宽 $b_1$ / mm	瓣宽 $b_2$ / mm
20	10	8	40	2	1

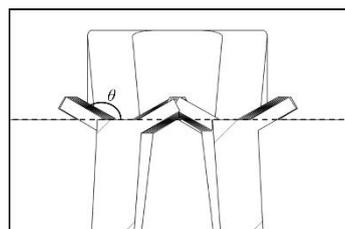
异型尾缘波瓣混合器尾缘锯齿结构参数如表 2 所示, 定义安装角为锯齿面与波瓣混合器尾缘端面的夹角。锯齿结构如图 6 所示。

Table 2 Structural parameters of sawtooth

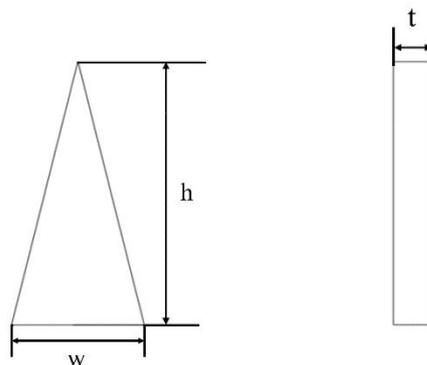
	安装角 $\theta$ / (°)	锯齿底边宽度 $w$ / mm	锯齿厚度 $t$ / mm	锯齿高度 $h$ / mm
锯齿 A	120	1	0.3	1
锯齿 B	150	1	0.3	1
锯齿 C	150	1	0.3	2



(a) Lobe mixer model



(b) Sawtooth installation angle



(c) Sawtooth frontal view

(d) Sawtooth side view

Fig. 6 Parameter schematics of sawtooth

## 2.2 实验设计及实验工况

在实验过程中发现, 提高燃料流量会增大燃烧室内涵出口的气流速度, 因此从这个角度来讲, 提高或降低燃料流量都能使燃烧室发生熄火。基于这个原因, 本文分别开展了两类熄火实验: (1) 逐渐提高燃料流量, 获得燃烧室的吹熄速度边界。(2) 逐渐降低燃料流量, 获得燃烧室的贫燃熄火边界。实验工况如表 3 所示。

Table 3 Experimental conditions of blowout velocity limits and weak extinction limits

	空气流量 / SLM	燃料流量 / SLM
吹熄速度边界	400~1000	40~90
贫燃熄火边界	400~1000	0~25

表 3 中, SLM 为标升每分钟, 是指在 0°C 一个大气压状态下的气体体积流量单位。

在此基础上, 采用高速相机获得了不同状态下的 OH 基火焰动态图像, 具体实验工况见表 4。

Table 4 Experimental conditions of flame dynamic characteristics

	空气流量 / SLM	燃气流量 / SLM
基础波瓣混合器稳定工况	1000	53
基础波瓣混合器近熄火工况	1000	55
锯齿 A 近熄火工况	1000	62

### 3 结果与讨论

#### 3.1 火焰吹熄特性

在本文实验工况内，波瓣同轴射流火焰的表观形态大致可以分为三类：稳定燃烧、根部局部熄火和全局熄火。图 7 是波瓣同轴射流火焰的稳定燃烧状态图像。从图 7 可以看出，同轴射流火焰的根部稳定在波瓣混合器尾缘出口处，由于波瓣混合器尾缘出口特殊的截面形状，导致火焰根部呈莲花状。火焰根部附近，火焰颜色主要呈蓝色，而在火焰中下游，火焰颜色逐渐向黄色转变。分析原因可能是燃烧场中存在燃料局部过富的情形，碳氢燃料在高温低氧的条件下会产生碳烟，而碳烟的氧化主要在流场的中下游区域。因此火焰根部位置主要呈现蓝色的无碳烟火焰，而在火焰中下游，会依稀可见因碳烟被氧化而形成的亮黄色火焰。

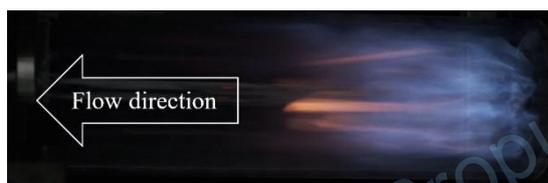


Fig. 7 Lobe mixed coaxial jet flame under steady conditions

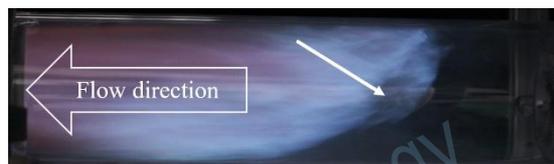
当内涵气流速度增大到一定程度后，火焰根部会发生局部“翘起”现象，即火焰根部的局部熄火，如图 8 中箭头所指的区域。同时火焰极不稳定，出现沿流向的“窜动”并产生“砰砰”的火焰振荡声响。这表明增大内涵流速会导致火焰根部附近的局部火焰传播速度小于局部气流速度，造成局部根部火焰的熄火。但是在火焰根部发生局部熄火后，部分根部火焰区域在某一时刻仍存在局部火焰传播速度大于局部气流速度的情况，局部火焰在短时间熄火后又能被燃烧区重新点燃，维持火焰整体不被吹熄。随着内涵流速的进一步增大，根部局部熄火区域面积也会进一步增加，火焰变得愈发不稳定，当气流速度到达某一临界值时，燃烧室内发生全局熄火。



(a) 0s



(b) 5.7s



(c) 7.4s

Fig. 8 Lobe mixed coaxial jet flame near blowout conditions

图 9 是波瓣同轴射流火焰在近熄火状态下单个特征周期内的瞬态火焰图像。可以注意到火焰发生了局部熄火（如图 9 白色箭头所指的区域）现象，并且随着时间的推移，熄火区域逐渐向下游移动。火焰在特征周期内，整体形态发生了大尺度的变化。在 19.9 ms 时火焰明显分为上下两股，其中下游火焰在逐渐减弱的同时，还随着主流向下游移动并逐渐消失，呈现出吹熄的特征，上游火焰则位于波瓣出口，应当是由下游火焰点燃的新鲜燃气。此时上下游火焰已经完全分离，周期后半则主要表现为上游火焰在燃烧室中继续发展壮大。故而此时的火焰的周期性应当表现为：前 1/2 T 下游火焰被吹熄，同时波瓣处新鲜混气被点燃；后 1/2 T 则主要表现为上游新生成的火焰逐渐发展壮大，直至充满整个燃烧室（如图 9 39.9 ms 所示）。同时还可以发现，当熄火区重新被引燃时，初始火核的生成位置在截气式排气锥下游附近，如图 9 中白圈区域所示。这是因为截气式排气锥下游形成了一个微小尺度回流区，此处的气流速度较低，为新鲜混气的二次引燃提供了良好的条件，因此初始火核会在此处最先形成。

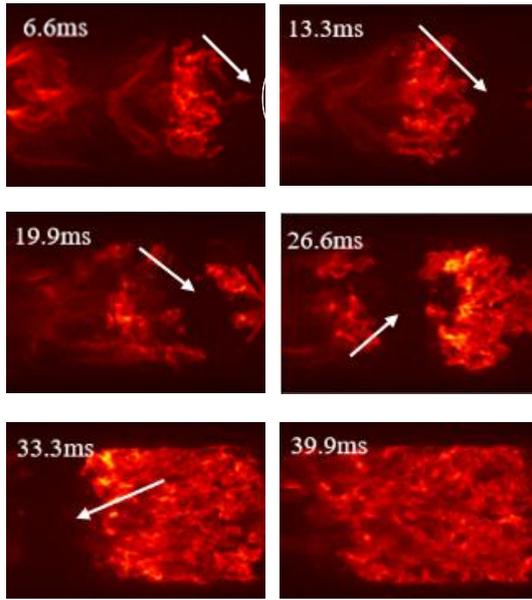


Fig. 9 OH\*-CL instantaneous images of lobe mixed coaxial jet flame near blowout conditions

本文定义吹熄速度 $\gamma$ 如下:

$$\gamma = \frac{v_2}{v_1} \quad (1)$$

式中,  $v_2$  代表燃烧室内涵燃料速度,  $v_1$  代表燃烧室外涵空气速度。图 10 是吹熄速度 $\gamma$ 随外涵空气流量变化的变化规律。从图 10 可以看出, 不同尾缘波瓣混合器的吹熄速度均随外涵流量的增加单调递减, 表明增加外涵流量会导致局部气流速度大于局部火焰传播速度, 更容易发生全局熄火。从图 10 还能看出, 锯齿尾缘波瓣混合器的吹熄速度都要高于基础波瓣混合器的吹熄速度。这是因为: (1) 锯齿尾缘能够构造小尺度脱落涡, 小尺度脱落涡会强化内涵燃料和外涵空气的掺混, 提高局部火焰传播速度; (2) 锯齿尾缘能够构造回流区, 在流场中构造低速气流条件, 这两者均有利于强化火焰稳定性。定义拓宽吹熄速度边界比例 $\xi_\gamma$ 如下:

$$\xi_\gamma = \frac{\gamma_2 - \gamma_1}{\gamma_1} \quad (2)$$

式中,  $\gamma_2$  代表异型尾缘波瓣混合器吹熄速度,  $\gamma_1$  代表基础波瓣混合器吹熄速度。在实验工况区间内, 不同尾缘波瓣混合器较基础波瓣混合器平均拓宽吹熄速度边界比例如表 5 所示。

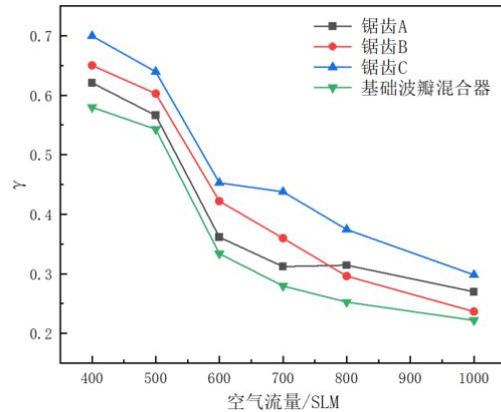


Fig. 10 Blowout velocity limits of lobe mixed coaxial jet flame

Table 5 Average widening ratio of blowout velocity limits for different hetero-type edge lobe mixers compared to the basic lobe mixer

	锯齿 A	锯齿 B	锯齿 C	平均值
吹熄速度边界拓宽比例 $\xi_\gamma$ /%	13.0	17.1	35.6	21.9

表 5 表明, 锯齿 A、锯齿 B、锯齿 C 型尾缘波瓣混合器的吹熄速度较基础波瓣混合器分别提升 13%、17.1% 和 35.6%。

在图 10 中, 对比锯齿 A 和锯齿 B 的吹熄速度可以看出, 在不同的区间内, 安装角对于吹熄速度的影响是不同的。当外涵流量区间在 400~700 SLM 之间时, 此时气流速度较低, 增大安装角可以通过促进气流掺混, 提升火焰传播速度来提高火焰的吹熄速度。当外涵流量在 800~1000 SLM 区间时, 此时气流速度较高, 增大安装角会导致波瓣尾缘出口阻塞比增大。阻塞比增大会使得内外涵气流速度增加, 降低火焰稳定性, 导致在该区间内锯齿 B 对吹熄速度的提高效果反而不如锯齿 A。

当空气流量小于 700 SLM 时, 锯齿 B 相较锯齿 A 平均增大吹熄速度约 11.8%; 当空气流量大于 700 SLM 时, 锯齿 B 相较锯齿 A 平均降低吹熄速度约 11.2%。

对比图 10 中锯齿 B 和锯齿 C 的吹熄速度可以发现, 增大锯齿高度可以增大吹熄速度, 提升火焰稳定性。增大锯齿高度会有两个方面的影响, 首先增大锯齿高度能够扩大锯齿下游

回流区的尺度,降低局部平均气流速度。同时,增大锯齿高度还可以在在一定程度上增大波瓣尾缘掺混长度,强化内外涵气流的掺混与燃烧,提升燃烧热量释放率。上述两方面原因均有利于提升火焰稳定性,因此锯齿 C 的吹熄速度要比锯齿 B 的大一些。在实验工况区间内,锯齿 C 相较锯齿 B 平均增大吹熄速度约 18.5%。

结合上述材料分析,当外涵空气流量区间在 400~700 SLM 时,通过影响气流速度,促进掺混可以提高火焰的吹熄速度,可见此时主导熄火边界的因素应当是以当量比为主导。而在 800~1000 SLM 时,进一步增加局部区域速度则会导致火焰吹熄速度的拓宽尺度下降,并且以降低平均气流速度为主的锯齿 C 在此区间相较 B 的拓宽尺度也要远高于 400~700SLM。所以在这个区间内主导熄火边界的因素应该是以外涵速度增加导致的稳焰能力不足为主。

### 3.2 火焰贫燃熄火特性

图 11 是不同锯齿尾缘波瓣混合器贫燃熄火当量比随外涵空气流量变化的变化规律。图 11 中可以看出,相对于基础波瓣混合器而言,在波瓣尾缘增加锯齿可以有效降低贫燃熄火当量比,提升火焰稳定性。其主要原因与图 10 相近,增加锯齿后一方面会产生小尺度脱落涡强化掺混与燃烧,另一方面会构建回流区降低局部速度来强化火焰稳定性。定义拓宽贫燃熄火当量比边界比例 $\xi_\phi$ 如下:

$$\xi_\phi = \frac{\phi_2 - \phi_1}{\phi_1} \quad (2)$$

式中 $\phi_2$ 代表异型尾缘波瓣混合器贫燃熄火当量比, $\phi_1$ 代表基础波瓣混合器贫燃熄火当量比。在实验工况区间内,不同尾缘波瓣混合器较基础波瓣混合器平均拓宽贫燃熄火当量比边界比例如表 6 所示。

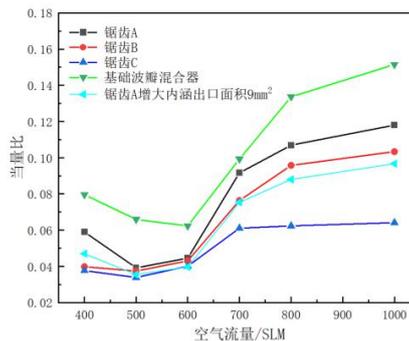


Fig. 11 Equivalence ratio characteristics at extinction limits of lobe-mixed coaxial jet flames

Table 6 Average equivalent ratio of weak extinction limits for different hetero-type edge lobe mixers compared to the basic lobe mixer

	锯齿 A	锯齿 B	锯齿 C	平均值
贫燃熄火边界拓宽比例 $\xi_\phi$ /%	24.1	34.6	47.8	35.5

表 6 表明,锯齿 A、锯齿 B、锯齿 C 型尾缘波瓣混合器的贫燃熄火当量比较基础波瓣混合器分别提升 24.1%、34.6%和 47.8%。

从图 11 还可以看出,在不同空气流量区间内,空气流量对贫燃熄火当量比的影响趋势是不同的,这与图 10 的影响趋势存在一定的差异,当空气流量小于 500 SLM 时,贫燃熄火当量比随着空气流量的增大而减小,火焰稳定性提升;当空气流量大于 500 SLM 时,贫燃熄火当量比随着空气流量的增大而增大,火焰稳定性变差。图 11 与图 10 的主要区别在于,图 10 是通过提高燃料流量获得的燃烧室的吹熄速度,而图 11 是通过降低燃料流量获得燃烧室的贫燃熄火当量比。在内涵通道面积不变的前提下,由表 3 可知,图 11 中工况所代表的燃料流量要小于图 10,所以针对燃烧室熄火时的燃料速度而言,图 11 中熄火点的燃料速度要小于图 10 中熄火点的燃料速度。当内涵的燃料速度很小时,湍流扰动较小,进而造成内外涵之间的掺混较差,会在一定程度上影响燃烧室的燃烧性能。从图 11 中可以看出,当空气流量小于 500 SLM 时,波瓣尾缘附近湍流扰动强度较低,此时提高气流速度可以促进局部气流掺混,增大局部火焰传播速度,从而降低

贫燃熄火当量比。当空气流量超过 600 SLM 时，外涵气流速度较高，继续加大外涵空气流量会导致局部气流速度进一步增加，此时提升气流速度所造成的对火焰稳定性的不利影响要大于强化掺混的影响，因此，当空气流量大于 600 SLM 时，贫燃熄火当量比随空气流量的增加逐渐增大，火焰稳定性降低。

对比图 11 中锯齿 A 和锯齿 B 以及锯齿 B 和锯齿 C 的贫燃熄火当量比可以发现，锯齿结构几何参数对贫熄边界的影响呈现显著的流量依赖性特征。当空气流量为 400 SLM 时，锯齿 B 相较锯齿 A 的贫熄边界扩展显著，而锯齿 C 的改善幅度相对有限。随着空气流量提升至 500~600 SLM 区间，三种结构的贫熄当量比呈现趋同现象，推测此阶段燃料混合已经达到当前燃烧室下满足燃烧的最低当量比。安装角增大可通过强化展向涡增强径向掺混效率，这解释了锯齿 B 在低流量区（400 SLM）的性能优势。也能借此推断此时的熄火的主导因素应当是当量比。而在中高流量工况（500~1000 SLM）下，实验数据证实两种几何优化策略均有效：安装角调整（锯齿 B→A）通过强化展向涡掺混均匀性，而锯齿长度优化（锯齿 C→B）则通过扩展剪切层作用范围改善混合过程。二者的协同作用使贫熄边界获得系统性拓宽，所以此时熄火的主导因素应当是外涵速度增加导致的稳焰能力不足。拓宽边界的具体表现为：在实验工况区间内，锯齿 B 相较锯齿 A 平均提升贫燃熄火当量比约 10.5%，锯齿 C 相较锯齿 B 平均提升贫燃熄火当量比约 13.2%。

同时图中还可以注意到，在一定范围内增大内涵出口面积可以降低局部气流速度，从而改善火焰稳定性，降低贫燃熄火当量比。在实验工况区间内，当锯齿 A 内涵出口面积增加 9.0 mm<sup>2</sup> 时，贫燃熄火当量比平均提高约 9.2%。

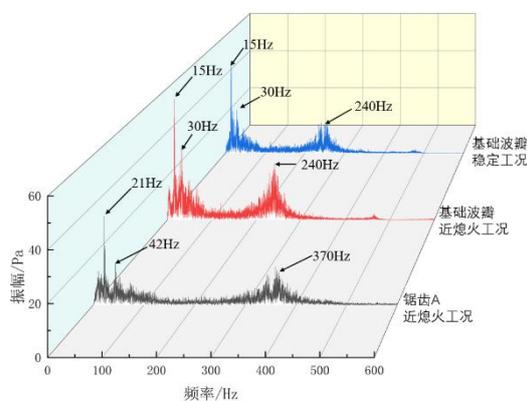
### 3.3 经典工况火焰动态特性结果及分析

图 12(a)和图 12(b)分别是两种波瓣分别在稳定工况和近熄火工况下通过压力麦克风和 PMT 获得的基础波瓣混合器燃烧室动态压力信号和光强信号的 FFT 频谱。压力信号和 PMT 信号分别表征火焰的压力波动和释热波动。从

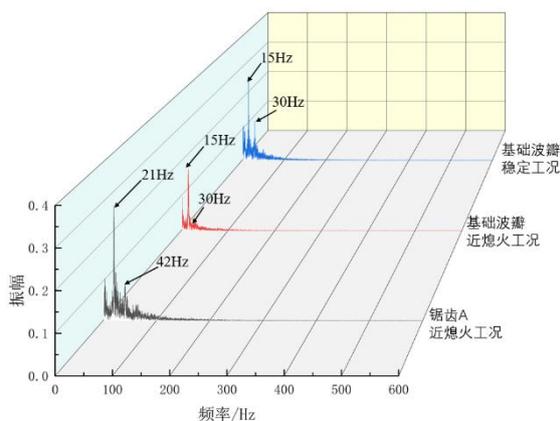
图中可以看出，基础波瓣释热波动和压力波动都存在 15 Hz 的同频特征峰，30 Hz 特征峰则表现为 15 Hz 特征峰的倍频。此外，压力波动还存在其他的高频扰动。

基础波瓣近熄火工况与稳定工况相比，增加内涵燃料流量并没有改变特征峰的频率，但近熄火工况下的压力脉动幅值相较稳定工况下要高。这是由于近熄火状态下的火焰振动较为剧烈，燃烧场内放热量降低，斜压力涡减弱，导致燃烧场对来流扰动的抑制作用减弱，因此近熄火工况下压力脉动的幅值要比稳定状况下高一点。

将锯齿 A 近熄火工况与基础波瓣混合器在近熄火工况下的频谱对比，可以发现锯齿 A 相较基础波瓣混合器在近熄火工况下特征峰频率增大。这是因为锯齿尾缘能够通过构造小尺度涡来促进局部掺混，从而降低波瓣混合器同轴射流火焰的对流延迟时间，提高振荡频率。同时可以注意到，与基础波瓣混合器在近熄火工况下的压力脉动幅值相比，锯齿 A 的压力脉动幅值则相对较低。其主要原因是锯齿尾缘能够通过促进局部掺混，提高燃烧场内的热释放量，燃气膨胀加速会对来流扰动产生抑制作用，进而导致锯齿 A 在近熄火工况下的压力幅值较基础波瓣混合器的压力幅值要低一些。



(a) Pressure signal



(b) PMT signal

Fig. 12 FFT spectra with different conditions

图 13 是基础波瓣在稳定工况下所对应的时域频谱。为方便比较，图中幅值均进行了无量纲化处理。由图中可以看出，压力脉动中的高频扰动振幅较小，主要表现为叠加在低频振动上的小波脉动。同时可以注意到，图 13 中的压力信号与 PMT 信号相位关系基本相同。综上所述，火焰振荡产生的原因可能是局部释热与波瓣尾缘引发的压力脉动相互耦合所产生的固有热声不稳定现象。

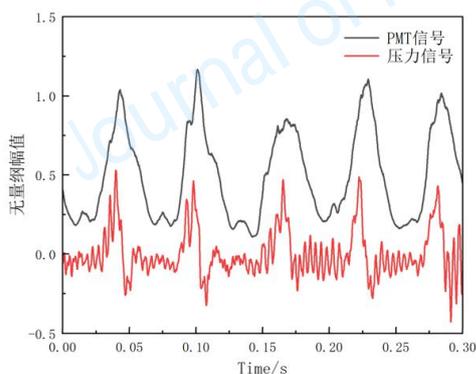


Fig. 13 Time-domain signals with basic lobe mixer under steady conditions

选取了基础波瓣混合器在近熄火状态下 1500 张火焰的 OH\*-CL 图像进行了谱正交分解分析 (SPOD)。SPOD 谱和其空间模态分别如图 14 和图 15 所示。图 14 中从上往下的四条曲线分别代表 SPOD 的 1~4 阶模态，CHEN 等<sup>[20]</sup>的研究表明，高阶模态的物理意义往往不代表火焰的实际结构，而是更多的反应了与低

阶模态相关的附加信息。故而在本文中仅对反应火焰实际结构的 1 阶模态结果进行讨论分析。从图 14 可以看出，SPOD 的特征值谱在 15 Hz 与 30 Hz 处的一阶模态均具备高能量特征，表明在近熄火状态下的火焰扰动具有宽带特性。图 15 (a) 和图 15 (b) 分别是 15 Hz 及 30 Hz 的一阶模态云图，表征了火焰的轴向脉动。可以注意到，不同频率的云图正负幅值分布相反但形态高度相似，对应具有同一宽频特征的轴向模态，代表在该工况下波瓣同轴射流火焰可能发生了峰值为 30 Hz 且具有约 15 Hz 带宽的火焰分层振荡。

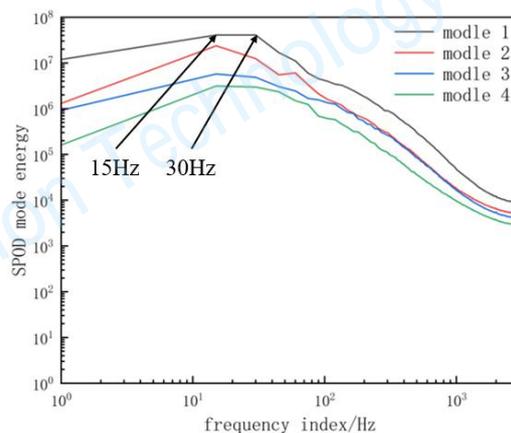
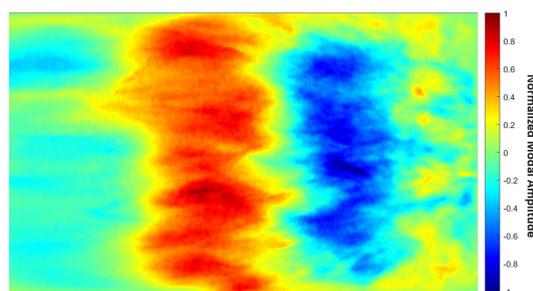
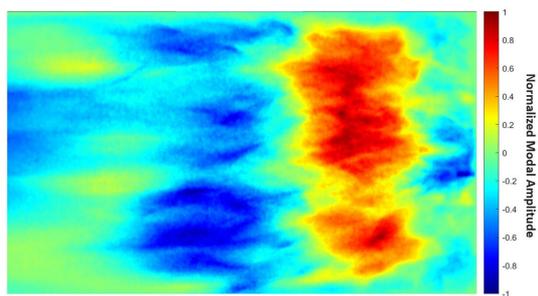


Fig. 14 SPOD eigenvalues spectra of lobe mixer coaxial jet flame near blowout conditions



(a) 15Hz model 1



(b)30Hz model 1

Fig. 15 SPOD spatial modes of lobe mixer coaxial jet flame near blowout conditions

## 4 结论

本文对空气涡轮火箭发动机燃烧室异性尾缘波瓣混合器吹熄特性及火焰动态特性进行了研究,得到以下结论:

(1) 随着外涵空气流速的逐渐增大,燃烧室吹熄速度逐渐降低,贫燃熄火当量比呈现先减小后增大的趋势。

(2) 相对基础波瓣混合器,在波瓣混合器尾缘增加锯齿后燃烧室吹熄速度和贫燃熄火当量比分别平均拓宽 21.9%和 35.5%。

(3) 增大波瓣混合器尾缘锯齿的安装角和高度可以通过强化掺混和降低局部速度来提升燃烧室火焰稳定性。

(4) 波瓣同轴射流火焰的振荡模式主要以压力和热释放相互耦合的低频振荡为主,同时存在叠加在低频振荡上的高频小波脉动,在近熄火工况会产生峰值为 30 Hz 且具有约 15 Hz 带宽的火焰分层振荡。

### 参考文献:

[1] 李文龙,李平,郭海波.空气涡轮火箭发动机掺混燃烧研究进展[J].火箭推进,2011,37(6):14-9.(LI W L, LI P, GUO H B. Research progresses on turbulent mixing and combustion for air-turbo-rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2011, 37(6): 14-9.)

[2] 南向谊,王拴虎,李平.空气涡轮火箭发动机研究的进展及展望[J].火箭推进,2008,34(6):31-5.(NAN X Y, WANG S H, LI P. Investigation on status and prospect of air turbine rocket[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2008, 34(6): 31-5.)

[3] WERLE M, PRESZ J, W, PATERSON R. Flow structure in a periodic axial vortex array [C]. *Reno,NV,U.S.A: proceedings of the 25th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 1987.

[4] ECKERLE W, SHEIBANI H, AWAD J. Experimental measurement of the vortex development downstream of a lobe forced mixer [J]. *Engineering for Gas Turbines and Power*, 1992, 114(1): 63-71.

[5] 许锦锦,边一帆,赵马杰,等.波瓣混合器的大涡模拟[J].工业加热,2019,48(1):35-41+44.(XU J J, BIAN Y F, ZHAO M J, et al. Large eddy simulation of lobed mixer[J]. *Industrial Heating*, 2019, 48(1): 35-41+44.)

[6] 刘友宏,杜力伟,谢翌,等.波瓣凹扇修形对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J].科学技术与工程,2013,13(18):5226-5233+5333.(LIU Y H, DU L W, XIE Y, et al. Effect of elliptical cut at trailing edge of a lobed mixer on aerodynamic and thermal performance of a turbofan forced mixing exhaust system [J]. *Science Technology and Engineering*, 2013, 13(18): 5226-5233+5333.)

[7] KUCHAR A, CHAMBERLIN R. Scale model performance test investigation of exhaust system mixers for an energy efficient engine/e3/propulsion system[C]. *Pasadena,CA,U.S.A: proceedings of the 18th aerospace sciences meeting*, 1980.

[8] ELLIOTT J K, MANNING T A, QIU Y J, et al. Computational and experimental studies of flow in multi-lobe mixers[C]. *Nashville,TN,U.S.A:28th joint propulsion conference and exhibit*, 1992.

[9] NASTASE I, MESLEM A. Vortex dynamics and mass entrainment in turbulent lobe jets with and without lobe deflection angles [J]. *Experiments in Fluids*, 2010, 48(4): 693-714.

[10] SALMAN H, MCGUIRK J J, PAGE G J. Prediction of a non-isothermal three-dimensional mixing layer created by a scarfed lobe mixer [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engine*

- ering. 2006, 220(5): 399-419.
- [11] COOPER N, MERATI P, HU H. Numerical simulation of the vortical structures in a lobe jet mixing flow[C]. *Reno, Nevada :proceedings of the 43rd AIAA aerospace sciences meeting and exhibit, 2005*.
- [12] EL HASSAN M, MESLEM A. Time-resolved stereoscopic particle image velocimetry investigation of the entrainment in the near field of circular and daisy-shaped orifice jets [J]. *Physics of Fluids*, 2010, 22(3): 035-107.
- [13] MCCORMICK D C, BENNETT JR J C. Vortical and turbulent structure of a lobe mixer free shear layer [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(9): 1852-1859.
- [14] FANG X X, SHEN C B, SUN M B, et al. Flow structures of a lobe mixer and effects of streamwise vortices on mixing enhancement [J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(6): 066-102.
- [15] BENNIA A, FELLOUAH H, KHELIL A, et al. Experiments and large-eddy simulations of lobe and swirling turbulent thermal jets for HVAC's applications [J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2020, 13(1): 103-117.
- [16] PATERSON R. Turbofan mixer nozzle flow field—a benchmark experimental study [J]. *Engineering Journal of Engineering for Gas Turbines and Power-transactions of The Asme* 1984, 106(3): 692–698.
- [17] PATERSON R W. Turbofan forced mixer-nozzle internal flowfield. volume 1: a benchmark experimental study [R]: *NASA*, 1982.- [NASA-CR-3492](#).
- [18] 陈幸, 胡斌, 王中豪, 等. ATR 发动机燃烧室波瓣混合器张角及瓣宽比对掺混、燃烧特性的影响[J]. *推进技术*, 2021, 42(12): 10. (CHEN X, HU B, WANG Z H, et al. Effects of penetration angle and width ratio of lobe mixer on mixing and combustion performance in ATR combustors[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12): 10.)
- [19] 王敬新, 胡斌, 王中豪, 等. 空气涡轮火箭发动机燃烧室异形尾缘波瓣混合器掺混、燃烧特性研究 [J]. *推进技术*, 2024, 45 (10): 141-152. (WANG J X, HU B, WANG Z H, et al. Mixing and combustion characteristics of special-shaped trailing lobe mixer in air turbine rocket engine combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2024, 45 (10): 141-152.)
- [20] CHEN H, REUSS D L, SICK V. On the use and interpretation of proper orthogonal decomposition of fin-cylinder engine flows [J]. *Measurement Science and Technology*, 2012, 23(8): 085302.